

固体火箭冲压发动机燃气发生器 动态特性影响分析

何勇攀^{1,2}, 陈玉春¹, 于守志², 刘顶新²

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072;

2. 中国航天科工集团公司 北京动力机械研究所, 北京 100074)

摘 要: 建立了燃气发生器/固体火箭冲压发动机/导弹的一体化动态数学模型,通过数值仿真研究得到了在典型飞行弹道下各主要工作参数的变化过程.结果表明,在导弹飞行的爬升和巡航段,燃气发生器实际输出燃料流量和发动机实际输出推力与指令值之间的相对偏差均较小,不超过7%;而在俯冲段,由于容腔效应影响严重,燃料流量相对偏差达到-30%,推力最大相对偏差达-50%.上述因素给导弹飞行速度带来的相对偏差小于5%,射程的相对偏差小于1%.因此,针对所述的爬升-巡航-俯冲弹道,在导弹工作过程仿真中,可忽略燃气发生器的动态特性,不会影响对导弹飞行性能的评估.

关 键 词: 固体火箭冲压发动机; 燃气发生器; 动态特性; 一体化; 容腔效应

中图分类号: V235.2

文献标志码: A

Analysis on influence of dynamic characteristics of gas generator in solid propellant ducted rockets

HE Yong-pan^{1,2}, CHEN Yu-chun¹, YU Shou-zhi², LIU Ding-xin²

(1. School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Beijing Power Machinery Research Institute,

China Aerospace Science and Industry Corporation, Beijing 100074, China)

Abstract: An integral model of gas generator/solid propellant ducted rocket/missile was established, and typical performance parameters in the typical trajectory were obtained by simulation. Results showed that, in the climbing and cruising phases, the relative error of the fuel mass flow rate and the thrust of the engine was less than 7%. But in the diving phase, due to the free volume effect, the relative error of the fuel mass flow rate was -30%, and the error of thrust was -50% correspondingly. However, the relative errors of flight velocity and flight range were less than 5% and 1% respectively. Therefore, for this typical climb-cruise-diving flight trajectory described, the dynamic characteristics of gas generator can be ignored in analysis of the missile's working process.

Key words: solid propellant ducted rockets; gas generator; dynamic characteristics; integration; volume effect

收稿日期: 2015-05-14

作者简介: 何勇攀(1985—),男,工程师,博士生,主要从事冲压发动机方面的研究.

引用格式: 何勇攀,陈玉春,于守志,等. 固体火箭冲压发动机燃气发生器动态特性影响分析[J]. 航空动力学报,2017,32(1):227-232. HE Yongpan, CHEN Yuchun, YU Shouzhi, et al. Analysis on influence of dynamic characteristics of gas generator in solid propellant ducted rockets[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(1): 227-232.

固体火箭冲压发动机(文中简称固冲发动机)体积比冲高、能够提供全程超声速巡航动力、使用维护简单,是未来很有发展前景的一种动力装置.早期的固冲发动机燃气流量不可调节,主要用于飞行弹道比较单一的飞行器上^[1],应用领域较窄.随着技术基础的快速发展,燃气发生器流量大范围调节技术日趋成熟,固冲发动机的发展实现了从单一流量到连续可调节的跨越^[2],为发动机适应宽广空域工作范围、大幅提高性能打下了基础.固冲发动机流量调节可通过改变燃气发生器喉道面积实现,具体包括机械式(如喉栓或滑盘)和流体喉部两种方法.其中,机械式方法的研究起步较早,已在“流星”空空导弹、“GQM-163A”靶弹等国外固冲发动机型号上得到成功应用;流体喉部方法是近年来新兴的一种推力调节方法,具有调节速度快、无超调响应等特点^[3],国内已开始结合固体火箭发动机进行专门的研究工作^[4-5],后续有望应用于固冲发动机.本文针对当前在固冲发动机上相对成熟的机械式流量调节方法开展建模和仿真研究.

与液体燃料的调节不同,固冲发动机流量调节需要控制的是固体推进剂的燃烧和高温高压气体的流动过程^[6],难度更大.近年来,相关学者在燃气发生器流量调节过程建模和动态特性仿真方面开展了相关研究^[7-8].结果表明,由于容腔效应等因素的影响,燃气的生成率和排出率不相等,导致燃气发生器动态输出流量和指令流量之间存在偏差,甚至存在“逆响应”等现象^[9-10].为了减轻相

关因素的影响,尽可能提高流量调节的精度,发展了一系列流量调节的控制算法^[11-12],取得了一定的效果,但燃气发生器动态调节过程中流量输出的偏差是固有的,只能减小而不能消除.该偏差会导致发动机的推力和导弹的飞行性能受到影响,对此国外率先开展了燃气发生器/发动机一体化建模^[13-14]和初步仿真计算工作^[15],证明了固冲发动机燃料供应动态特性对发动机推力输出具有较为明显的影响,但未结合导弹的典型飞行过程对相关影响进行定量化分析.国内还尚鲜开展类似的分析和研究工作,导致相关工程问题缺乏理论的指导.

本文首先在经典的固体火箭发动机内弹道模型基础上进一步完善了燃气发生器工作过程的数学模型,通过仿真对流量调节的“逆响应”现象进行了验证;之后建立了燃气发生器/发动机/导弹一体化计算数学模型,并结合导弹的典型飞行弹道对相关参数进行了仿真和分析,得出了燃气发生器动态特性对发动机推力输出和导弹飞行性能参数影响的定量结果.

1 燃气发生器数学模型及动态响应特点

在经典的固体火箭发动机内弹道模型^[16]的基础上,考虑线性燃速受压强变化率、初温的影响以及燃气流动过程中的损失,建立了更加完善的燃气发生器数学模型,见式(1),其中线性燃速采用维耶里模型^[16].

$$\left\{ \begin{aligned} \frac{dp}{d\tau} &= \frac{A_b a p^n e^{\alpha_t(t_f - t_{f0})} \rho_f \left(1 - \frac{\rho_g}{\rho_f} \right) - \frac{p A_t}{c^*}}{\left(\frac{V_g}{\sigma_0 \Gamma c^*} \right)^2 - A_b \rho_f \left(1 - \frac{\rho_g}{\rho_f} \right) \frac{kn}{p} \cdot \frac{\lambda}{c \rho_f [a p^n e^{\alpha_t(t_f - t_{f0})}]} } \\ \frac{dV_g}{d\tau} &= A_b a p^n e^{\alpha_t(t_f - t_{f0})} \cdot \left\{ 1 + \frac{kn}{p} \cdot \frac{\lambda}{c \rho_f [a p^n e^{\alpha_t(t_f - t_{f0})}]^2} \cdot \frac{dp}{d\tau} \right\} \\ q_{mf} &= \frac{p A_t}{c^*} \end{aligned} \right. \quad (1)$$

式中 p 为燃烧室压强; τ 为时间; A_b 为推进剂燃面面积; a, n 分别为维耶里燃速模型中的燃速系数和压强指数; α_t 为温度敏感系数; t_f 和 t_{f0} 分别为药柱初温和参考温度; ρ_f, ρ_g 分别为推进剂和燃气的密度; c^* 为特征速度; V_g 为自由容积; σ_0 为燃气发生器出口至临界截面的总压恢复系数; A_t 为喉道面积; $\lambda/(c \rho_f)$ 为推进剂的热扩散系数; k 为经验

常数,通过试验获取,本文取为 1.0; q_{mf} 为燃料输

$$\text{出流量; } \Gamma = \sqrt{\gamma} \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}}.$$

在动态调节过程中,如果要增加流量,则需要调小 A_t 值,当瞬间减小该值时,临界截面处仍为声速,由于容积 V_g 的存在,此瞬间压强尚来不及增加,致使输出流量非但不增加,反而是减小.反

之,如果要减小流量,就要调大 A_t 值,瞬间输出流量反而增加.这种与调节流量反向的瞬间输出流量称为调节过程的“逆响应”.图 1~图 3 为某燃气发生器在流量减小阶跃指令下的响应过程,自由容积越大,燃气发生器内空腔吸收或放出质量的能力越大,逆响应时间越长.图中 A_{t1} , A_{t2} 表示调节前、后喉道面积, τ_1 和 τ_2 为不同自由腔下的逆响应时间, V_{g0} 为初始自由容积, V 为参考容积.

图 4 为采用上述模型仿真得到的燃气发生器压强变化曲线 (simulation) 与地面试验结果 (test) 对比情况 (图例中 target 表示目标压强), 由于燃气发生器实际工作过程中喉衬的烧蚀和沉积等不可测因素的影响, 仿真得到的压强稍高于地面试验实测值, 但两者之间的最大相对误差为 10%, 表明本文所建立的数学模型正确, 且精度较高.

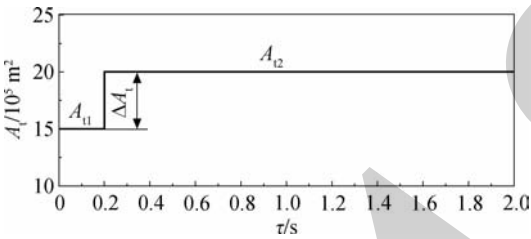


图 1 喉道面积阶跃变化
Fig. 1 Step change of throat area

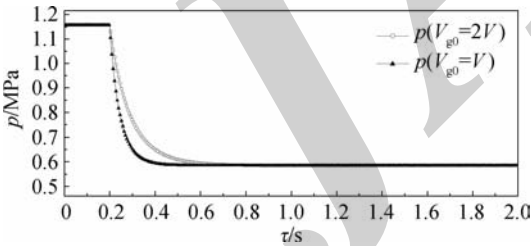


图 2 喉道面积阶跃变化引起的压强响应曲线
Fig. 2 Response of pressure to step change of throat area

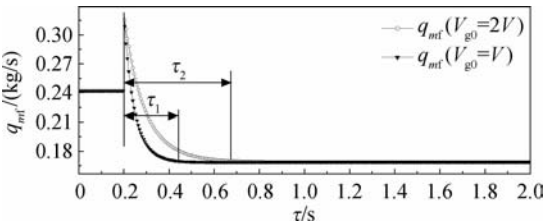


图 3 喉道面积阶跃变化引起的流量响应曲线
Fig. 3 Response of mass flow rate to step change of throat area

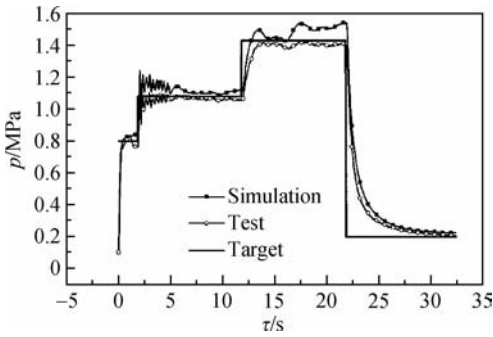


图 4 地面试验和数值仿真压强曲线对比
Fig. 4 Contrast of pressure obtained by simulation and ground test

2 燃气发生器/发动机/导弹一体化计算

燃气发生器上述动态响应特点对于导弹来说是不利的,对于采用冲压发动机的战术导弹,为了增加射程,往往采用高低混合弹道,飞行过程中要经历低/中空发射-加速爬升-高空等马赫数巡航-俯冲攻击的过程.在导弹加速爬升阶段,若采用等余气系数控制规律,则燃料输出目标流量不断减小;在高空等速巡航阶段,流量随时间缓速减小;俯冲过程中,燃料流量需求再次增加.输出燃料的供应规律与具体的飞行弹道密切相关,为了对上述影响进行量化分析,需要对燃气发生器、发动机和导弹工作过程进行一体化计算,将燃气发生器的动态特性分析与发动机性能计算和弹道计算联合进行考虑.

对于给定的飞行方案,若不考虑燃气发生器的动态特性,通过发动机性能和质点弹道联合计算可以得到一条理想弹道,同时得到任意时刻的高度/马赫数/飞行姿态,以及对应的目标流量;若考虑燃气发生器动态微分方程,可得到实际流量输出,综合发动机性能模型以及质点弹道模型,便可得到实际加速过程的飞行弹道,对比实际弹道和理想弹道的区别,可以得到燃气发生器动态响应对于导弹飞行性能的影响.由于发动机推力对于流量的响应速度远远高于燃气发生器调节的响应速度,因此忽略发动机推力的动态响应,即认为任意时刻输出流量对应稳态的输出推力.

计算框图见图 5,按平面质点弹道计算,侧滑角取为 0° .

发动机性能计算程序采用准一维方法,根据能量守恒、质量守恒和冲量定理建立相关控制方

程,联立迭代求解,详见参考文献[17].质点弹道计算控制方程组可参见参考文献[18].

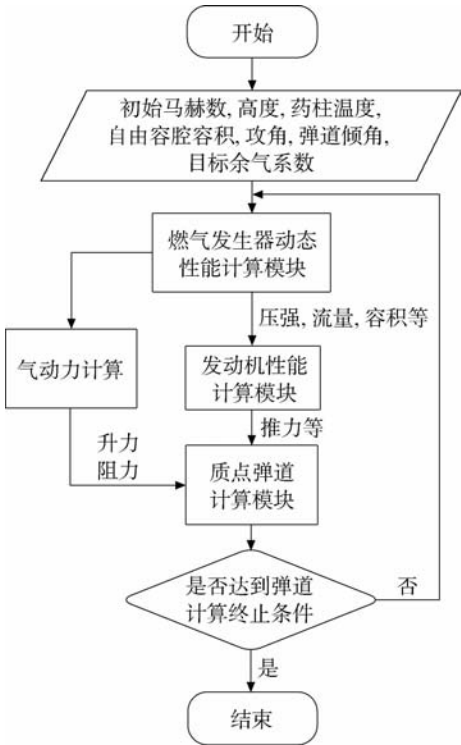


图 5 计算流程
Fig. 5 Calculation process

3 计算结果与讨论

飞航式导弹的典型飞行过程分为 3 个阶段,初始段为等余气系数加速爬升,本文弹道倾角(α)固定为 7° ;第 2 阶段为等高度(H)等马赫数(Ma)巡航阶段;第 3 阶段为俯冲段,限制最大飞行马赫数和高度的关系.爬升段转巡航段以及巡航段转俯冲段时,设置弹道倾角随时间线性变化,防止目标流量变化过快,详见图 6 所示,图中 R 表示射程.

按照第 3 节的方法对上述过程进行仿真,图 7 为计算得到的实际输出流量(out)曲线和目标流量(target)曲线对比.图 8 为燃料输出流量的相对偏差 δq_{mf} . $0\sim 40$ s 时刻为加速爬升段,燃气发生器目标流量逐渐减小,输出流量始终大于目标流量,最大相对偏差为 1%; $40\sim 50$ s 为爬升转巡航过渡段,目标流量快速下降,输出流量大于目标流量,最大相对偏差 7%; $50\sim 188$ s 时刻为巡航段,由于目标燃气流量基本没有变化,因此输出流量与目标流量的偏差可以忽略; $188\sim 195$ s 时刻为巡航转俯冲过渡段,在导弹姿态调整过程中,目

标流量先有一个小幅度降低的需求,输出流量在该过程中稍大于目标流量,最大相对偏差为 2.5%,之后目标流量要求快速增加,输出流量小于目标流量;在俯冲阶段($195\sim 210$ s),随着时间的推移,相对偏差越来越大,最终达到 -30% .在整个过程中,发动机输出推力系数与目标推力系数的偏差与流量偏差变化规律接近,爬升段和巡航段的最大相对偏差为 6%;由于燃烧效率的影

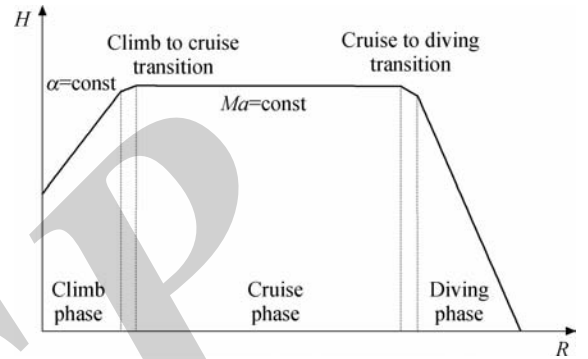


图 6 典型弹道示意图
Fig. 6 Scheme of typical trajectory

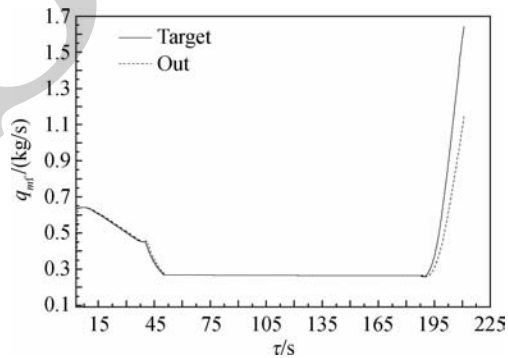


图 7 燃料输出流量变化曲线
Fig. 7 Curves of mass flow rate of fuel

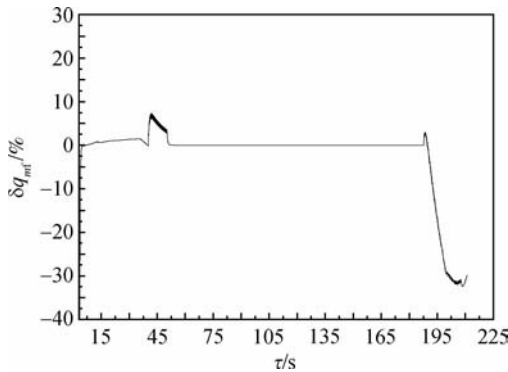


图 8 燃料输出流量相对偏差曲线
Fig. 8 Curve of relative error of mass flow rate of fuel

响,俯冲段相对偏差达到-50%,详见表 1.

表 1 弹道不同阶段的典型参数值
Table 1 Typical parameters of different trajectory phases

时间/s	阶段	最大相对 偏差 $q_{mf}/\%$	推力最大 相对偏差/ $\%$
0~40	爬升	1	0.6
40~50	爬升转巡航	7	5.2
50~188	巡航	0.1	0.1
188~195	巡航转俯冲	-25	-40
195~210	俯冲	-30	-50

通过上述计算可以看出,当目标流量变化速度较慢时,输出流量与目标流量之间的相对偏差较小;尽管俯冲段流量和推力输出偏差较大,但俯冲时间较短,不会对速度、射程等计算结果带来过大的影响. 因此,在质点弹道分析过程中,为了简化计算,可以忽略燃气发生器动态特性的影响,即认为燃气发生器流量输出响应没有滞后,直接基于稳态输出流量进行计算. 图 9 为飞行弹道保持一致的情况下,忽略燃气发生器动态特性的简化计算(A)与考虑动态特性的实际情况计算(B)得到的马赫数对比曲线. 在爬升段以及巡航段,简化计算结果与实际情况接近,马赫数相对偏差小于 1%;在俯冲段,由于简化计算得到的流量偏差相对较大,马赫数最大相对偏差为 5%. 图 10 为射程-时间曲线,简化计算得到的工作时间比实际情况多 2 s 左右,射程远约 2 km,相对偏差小于 1%. 典型时刻飞行参数见表 2 所示,可以看出,对于类

似于本文所述的典型弹道,采用忽略燃气发生器动态特性的简化计算方法得到的结果是可以接受的.

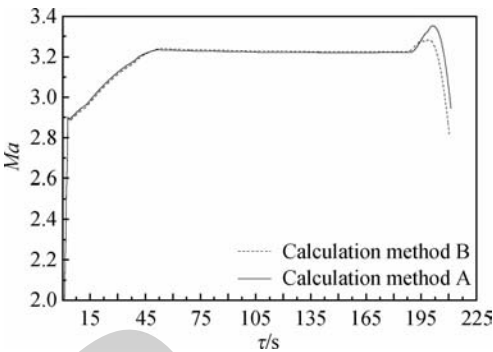


图 9 简化计算和实际情况马赫数曲线

Fig. 9 Curves of Mach numbers obtained by simplified calculation and reality calculation

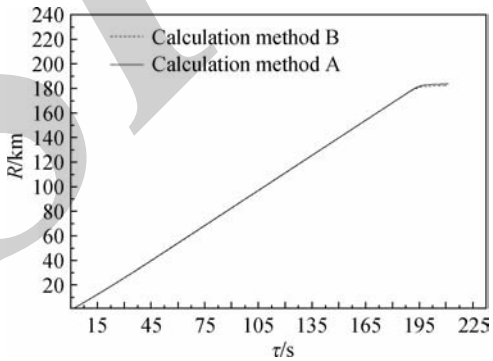


图 10 简化计算和实际情况射程曲线

Fig. 10 Curves of flight ranges obtained by simplified calculation and reality calculation

表 2 典型时刻飞行参数
Table 2 Flight parameters at typical time

参数	计算 方法	τ/s						
		20	40	50	100	188	210	212
Ma	A	3.037	3.187	3.231	3.224	3.222		2.946
	B	3.026	3.178	3.233	3.229	3.226	2.814	
H	A	16.290	18.288	18.862	18.874	18.874		0
	B	16.285	18.288	18.862	18.874	18.874	0	
R	A	16.816	35.123	44.592	92.260	175.969		183.999
	B	16.750	34.981	44.433	92.150	175.911	182.085	

4 结 论

本文完善了燃气发生器/固冲发动机/导弹一体化计算数学模型,对某典型飞行方案下的燃气发生器流量调节特性、发动机推力输出以及导弹飞行过程进行了仿真,针对所研究的情况,得出以下结论:

1) 由于自由容腔效应、压强梯度等因素的影响,燃气发生器流量输出存在滞后,且随着工作时间的增加,这种效应更加明显.对于典型弹道,在爬升、巡航段,燃气发生器流量输出和发动机推力输出实际值与指令值的相对偏差均不超过7%;而俯冲段输出流量、输出推力与目标值之间的最大相对偏差分别达到-30%,-50%.

2) 虽然流量和推力输出与指令值之间偏差较大,但导弹的实际飞行过程受燃气发生器动态特性的影响程度较小(本文算例中导弹飞行速度相对偏差小于5%,射程的相对偏差小于1%).因此,针对类似于本文所述的爬升-巡航-俯冲典型弹道,在导弹工作过程仿真中,可忽略燃气发生器动态特性进行简化分析,不会影响对导弹飞行性能的评估.

参考文献:

- [1] Hans L B. History of ducted rocket development at Bayern-Chemie[R]. AIAA-2008-5261, 2008.
- [2] Fry R S. A century of ramjet propulsion technology evolution[J]. Journal of Propulsion and Power, 2004, 20(1): 27-58.
- [3] 谢侃,刘宇,王一白,等. 固体火箭发动机流体喉部喷管技术[M]. 北京:国防工业出版社, 2015.
- [4] 谢侃,李博,郭常超,等. 固体火箭发动机气动喉部的推力调控特性[J]. 推进技术, 2015, 36(2): 194-199.
XIE Kan, LI Bo, GUO Changchao, et al. Thrust control features for aerodynamic throat for solid rocket motor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(2): 194-199. (in Chinese)
- [5] 郭常超,于新宇,李博,等. 流体喉部推力特性实验[J]. 航空动力学报, 2015, 30(4): 999-1007.
GUO Changchao, YU Xinyu, LI Bo, et al. Experiment on thrust adjustment characteristics of fluidic nozzle throat[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(4): 999-1007. (in Chinese)
- [6] Macinnis D V. Effects of gas generator burn rate variability on variable flow ducted rocket design and performance[R]. AIAA-2012-3828, 2012.
- [7] 鲍文,牛文玉,陈林泉,等. 固体火箭冲压发动机燃气流量

调节特性[J]. 推进技术, 2007, 28(4): 433-436.

BAO Wen, NIU Wenyu, CHEN Linqun, et al. Regulating property of the flow in a solid ducted rocket[J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(4): 433-436. (in Chinese)

- [8] 牛文玉,于达仁,鲍文,等. 燃气流量可控的固体火箭冲压发动机燃气发生器动态特性[J]. 固体火箭技术, 2008, 31(2): 145-148.
NIU Wenyu, YU Daren, BAO Wen, et al. Dynamic characteristics of controllable flow gas generator in solid rocket ramjet[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2008, 31(2): 145-148. (in Chinese)
- [9] 何洪庆,陈旭扬,孙贵宁,等. 固冲发动机的流量调节技术[J]. 战术导弹技术, 2009(2): 36-40.
HE Hongqing, CHEN Xuyang, SUN Guining, et al. Flow regulation technique of solid ramjet; design of flow regulation system[J]. Tactical Missile Technology, 2009(2): 36-40. (in Chinese)
- [10] 杨石林,高波,董新刚. 滑盘式流量调节燃气发生器动态特性分析[J]. 固体火箭技术, 2009, 32(5): 506-510.
YANG Shilin, GAO Bo, DONG Xingang. Analysis on dynamic characteristics of regulable flow gas generator with sliding discal valve[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2009, 32(5): 506-510. (in Chinese)
- [11] 聂聆聪,刘志明,刘源翔. 流量可调燃气发生器压力闭环模糊控制算法[J]. 推进技术, 2013, 34(4): 551-556.
NIE Lingcong, LIU Zhiming, LIU Yuanxiang. Pressureclose loop fuzzy control method of a flow adjustable gas generator[J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(4): 551-556. (in Chinese)
- [12] 刘源翔,姚晓先,聂聆聪,等. 一种流量可调燃气发生器压强控制算法的研究[J]. 固体火箭技术, 2014, 37(1): 43-46.
LIU Yuanxiang, YAO Xiaoxian, NIE Lingcong, et al. Research on pressure control algorithm for flow adjustable gas generator[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2014, 37(1): 43-46. (in Chinese)
- [13] Bauer C, Davenne F, Hopfe N, et al. Modeling of a throttleable ducted rocket propulsion system[R]. AIAA-2011-5610, 2011.
- [14] Pinto P C, Kurth G. Robust propulsion control in a flight stages of a throttleable ducted rocket propulsion system[R]. AIAA-2011-5611, 2011.
- [15] Bauer C, Hopfe N, Caldas-Pinto P, et al. Development of a 6-DOF simulation of a VFDR propulsion system control[R]. AIAA-2012-3827, 2012.
- [16] 董师颜,张兆良. 固体火箭发动机原理[M]. 北京:北京理工大学出版社, 1996.
- [17] 刘兴洲. 飞航导弹动力装置:上册[M]. 北京:宇航出版社, 1992.
- [18] 钱杏芳,林瑞雄,赵亚男. 导弹飞行力学[M]. 北京:北京理工大学出版社, 2006.